

Средства снижения индуктивного сопротивления

Фарид Орфинежад¹, Т.М. Притуло², Л.Л. Теперин^{1,2}

¹ Московский физико-технический институт

² Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Каждый из элементов летательного аппарата (ЛА) – крылья и оперение, фюзеляж и двигатель – выполняет свою определенную функцию. При этом они оказывают влияние друг на друга, что целесообразно учитывать при проектировании самолёта, поскольку интегральные аэродинамические характеристики могут сильно отличаться от суммы аэродинамических характеристик каждого элемента в отдельности. Иногда, соединяя планер самолёта, демонстрирующий отличное аэродинамическое совершенство, с двигателем, имеющим высокую топливную эффективность, конструкторы получают в сумме летательный аппарат, не отвечающий ожидаемым показателям. В данной работе рассматриваются самолёты, совершающие длительный полёт на крейсерском режиме, когда задача снижения воздушного сопротивления является наиважнейшей. От уменьшения сопротивления и соответствующего увеличения аэродинамического качества ЛА этого класса напрямую зависит требуемое на полёт количество топлива, что заметно сказывается на проблемах экологии и на конкурентоспособности создаваемой летательной техники.

В данной работе при проектировании самолёта предлагается использовать явления полезной интерференции между его элементами с целью минимизации индуктивного сопротивления. Интерференция считается полезной или благоприятной, если аэродинамическое сопротивление суммы элементов будет меньше, чем сумма сопротивлений элементов по отдельности при равной суммарной подъёмной силе или объёме. Отношение этих сопротивлений будем называть коэффициентом интерференции. Впервые на возможность оптимизации компоновки за счёт полезной интерференции крыла и тела под ним указал А. Ферри [1]. В качестве исходной модели планера в этом случае была выбрана компоновка, представляющая собой треугольное крыло с расположенным под ним полуконусом. В данной работе рассматриваются примеры полезной интерференции, в которых удаётся снизить индуктивное сопротивление. Показано, что самолёт, летящий в группе, имитирующей журавлиный клин, может иметь аэродинамическое качество, превышающее качество при его самостоятельном полёте до 4 раз. Рассмотрена вихревая модель крыла большого удлинения. Получена формула для расчёта индуктивного сопротивления несущей поверхности, представленной кусочно-постоянным распределением вихрей вдоль её размаха. Решена задача об оптимальном распределении циркуляции вдоль размаха крыла, обеспечивающая минимум индуктивного сопротивления при заданной подъёмной силе. Приведён ряд тестовых примеров расчёта. Например, рассчитано оптимальное распределение циркуляции вдоль размаха крыла, установленного на фюзеляже в схеме центроплан. Ненесущие элементы компоновки при этом необходимо моделировать кругами с отраженными внутрь них вихревыми системами. Получена оценка потерь в индуктивном сопротивлении при согласовании несущих и ненесущих элементов компоновки. Решена задача о путях снижения индуктивного сопротивления при установлении концевых крылышка. Результаты расчёта показали, что максимальный выигрыш в индуктивном сопротивлении наблюдается, когда концевое крылышко является продолжением основного крыла. Получена аналитическая зависимость влияния законцовки на изгибающий момент крыла. На примере самолёта Боинг-787 проведено исследование влияния прогиба крыла на индуктивное сопротивление. Дана оценка преимущества в индуктивном сопротивлении бипланной схемы по сравнению с монопланной схемой.

Литература

1. *Ferri A., Clarke J., Ting L. Favorable Interference in Lifting Systems in Supersonic Flow. - J. Aeron. Sci. 24, No. 11, 791-804.*